

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re the Application of

Inventors: G. TATHAM, et al.

Application No.: New Patent Application

Filed: March 18, 2004

For: AIRCRAFT PILOTING SYSTEM, AT LEAST FOR PILOTING  
THE AIRCRAFT DURING A NON PRECISION APPROACH WITH  
A VIEW TO A LANDING

CLAIM FOR PRIORITY

Honorable Commissioner of  
Patents and Trademarks  
Washington, D.C. 20231

Sir:

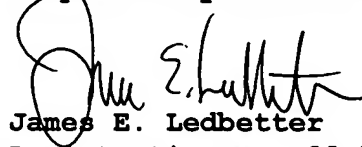
The benefit of the filing date of the following prior foreign application filed in the following foreign country is hereby requested for the above-identified application and the priority provided in 35 USC 119 is hereby claimed:

French Appln. No. 03 03336, filed March 19, 2003.

In support of this claim, a certified copy of said original foreign application is filed herewith.

It is requested that the file of this application be marked to indicate that the requirements of 35 USC 119 have been fulfilled and that the Patent and Trademark Office kindly acknowledge receipt of this document.

Respectfully submitted,



James E. Ledbetter  
Registration No. 28,732

Date: March 18, 2004

JEL/apg  
Attorney Docket No. L7307.04109  
STEVENS, DAVIS, MILLER & MOSHER, L.L.P.  
1615 L Street, NW, Suite 850  
P.O. Box 34387  
Washington, DC 20043-4387  
Telephone: (202) 785-0100  
Facsimile: (202) 408-5200

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



# BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

### COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 28 JAN. 2004

Pour le Directeur général de l'Institut  
national de la propriété industrielle  
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIÉTÉ  
INDUSTRIELLE

SIEGE  
26 bis, rue de Saint Petersburg  
75800 PARIS cedex 08  
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04  
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23  
[www.inpi.fr](http://www.inpi.fr)

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**



26 bis, rue de Saint Pétersbourg  
75800 Paris Cedex 08  
Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



## REQUÊTE EN DÉLIVRANCE page 1/2



Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 540 • W / 210502

<b>REMISE DES PIÈCES</b> <b>DATE</b> 19 MARS 2003 <b>LIEU</b> 75 INPI PARIS		<b>1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE</b> <b>À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE</b>  CABINET-BONNÉTAT  29, Rue de Saint-Pétersbourg  75008 PARIS	
<b>N° D'ENREGISTREMENT</b> 0303336 <b>NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI</b> <b>DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI</b> 19 MARS 2003			
<b>Vos références pour ce dossier</b> (facultatif) AF-732			
<b>Confirmation d'un dépôt par télécopie</b>		<input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie	
<b>2 NATURE DE LA DEMANDE</b>		<b>Cochez l'une des 4 cases suivantes</b>	
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>	
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>	
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>	
Demande de brevet initiale ou demande de certificat d'utilité initiale		N°	Date
		N°	Date
Transformation d'une demande de brevet européen Demande de brevet initiale		<input type="checkbox"/>	Date
		N°	Date
<b>3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)</b>  Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.			
<b>4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ</b> <b>OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE</b> <b>LA DATE DE DÉPÔT D'UNE</b> <b>DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE</b>		Pays ou organisation Date <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> N° Pays ou organisation Date <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> N° Pays ou organisation Date <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> <input type="text"/> N° <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
<b>5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)</b>		<input checked="" type="checkbox"/> Personne morale <input type="checkbox"/> Personne physique	
Nom ou dénomination sociale		AIRBUS France	
Prénoms			
Forme juridique		Société par Actions Simplifiée	
N° SIREN		3 9 3 3 4 1 5 3 2	
Code APE-NAF			
Domicile ou siège	Rue	316, Route de Bayonne	
	Code postal et ville	31 06 01 TOULOUSE	
	Pays	FRANCE	
Nationalité		française	
N° de téléphone (facultatif)		N° de télécopie (facultatif)	
Adresse électronique (facultatif)			
<input type="checkbox"/> S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»			

Remplir impérativement la 2<sup>ème</sup> page



# BREVET D'INVENTION CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE  
page 2/2

BR2

REMISE DES PIÈCES DATE <b>19 MARS 2003</b> LIEU <b>75 INPI PARIS</b>		Réservé à l'INPI
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		<b>0303336</b>
<b>6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)</b>		
Nom		HAUER
Prénom		Bernard
Cabinet ou Société		CABINET BONNÉTAT
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel		
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Petersbourg
	Code postal et ville	75 010 PARIS
	Pays	FRANCE
N° de téléphone (facultatif)		01 42 93 66 65
N° de télécopie (facultatif)		01 42 93 69 51
Adresse électronique (facultatif)		cab-bonnetat@wanadoo.fr
<b>7 INVENTEUR (S)</b>		
Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques		
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)
<b>8 RAPPORT DE RECHERCHE</b>		
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/>
Paiement échelonné de la redevance (en deux versements)		Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt <input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non
<b>9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES</b>		
Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requis pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence) : AG		
<b>10 SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS</b>		
Le support électronique de données est joint		<input type="checkbox"/>
La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe		<input type="checkbox"/>
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes		
<b>11 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE</b> (Nom et qualité du signataire) Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI 

La présente invention concerne un système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.

5 Dans le cadre de la présente invention, on entend par "approche de non précision" (en anglais "non precision approach") une approche qui n'est pas une approche de précision aux instruments, telle que par exemple une approche de type ILS ("Instrument Landing System"). On sait que, pour mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, on utilise des stations sol qui sont situées en bordure de piste et au moins un  
10 récepteur radio spécialisé monté à bord de l'aéronef, qui fournit un guidage horizontal et vertical avant et pendant l'atterrissage en présentant au pilote la déviation latérale par rapport à un axe d'approche et la déviation verticale par rapport à un plan de descente. Une telle approche de précision aux instruments apporte une assistance importante et efficace à l'at-  
15 terrissage (par un guidage latéral et un guidage vertical), en particulier par mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

Une approche de non précision, telle que considérée dans la présente invention, existe donc lorsque les informations précédentes ne sont pas disponibles, tout au moins en partie, de sorte qu'une approche de pré-  
20 cision usuelle ne peut pas être mise en œuvre.

La présente invention concerne un système de pilotage permettant de mettre en œuvre une telle approche de non précision.

A cet effet, selon l'invention, ledit système de pilotage du type comportant :

25 - des sources d'informations ;

- une unité de traitement d'informations, qui traite des informations issues desdites sources d'informations ; et
- un dispositif utilisateur, qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations,

5 est remarquable en ce que :

- lesdites sources d'informations fournissent à ladite unité de traitement d'informations, au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et

- 10 – ladite unité de traitement d'informations comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage qui comprend une fonction de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les déviations
- 15 latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur.

Un tel récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver"), est destiné de façon usuelle à mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, par exemple de type ILS, en utilisant les signaux transmis par les stations sol précitées.

- 20 Grâce à l'intégration conforme à l'invention de ladite fonction de mode d'approche assisté dite FLS (qui permet de mettre en œuvre une approche de non précision) dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, on peut utiliser des liaisons entre équipements (calculateurs, capteurs) existant déjà, comme précisé ci-dessous, et la mise en œuvre de
- 25 l'invention nécessite uniquement des modifications de type logiciel, ce qui permet bien entendu de réduire le coût et l'encombrement.

De plus, cette solution est très robuste et évolutive, puisque les éventuelles mises à jour peuvent être réalisées (simplement et rapidement) de façon logicielle.



De façon avantageuse, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites.

En outre, dans un mode de réalisation préféré, lesdites sources d'informations comportent un calculateur de gestion de vol, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), ainsi qu'une pluralité de capteurs qui sont reliés audit calculateur de gestion de vol.

Par ailleurs, de façon avantageuse, lesdites sources d'informations comportent, de plus, une unité de référence inertielle qui détermine une première indication de position de l'aéronef.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette première indication de position audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

En outre, dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Dans ce cas, avantageusement, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites, qui détermine une seconde indication de position, et ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage détermine, à partir desdites première et deuxième indications de position, une première indication de position affinée, qui est donc particulièrement précise.

Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une troisième indication de position qu'il fournit à ladite unité de référence inertielle, et ladite unité de référence inertielle détermine une seconde indication de position affinée à partir desdites

première et troisième indications de position. Ceci permet d'obtenir une indication de position particulièrement fiable et précise.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette seconde indication de position affinée audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

Dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité des indications de position de l'aéronef et, de plus, de réduire leur délai de transmission.

Par ailleurs, dans un autre mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une quatrième indication de position qu'il fournit à un calculateur de gestion de vol, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position également audit calculateur de gestion de vol, et ledit calculateur de gestion de vol détermine, à partir desdites première et quatrième indications de position, une troisième indication de position affinée, qu'il transmet audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

Les figures 1 à 4 sont les schémas synoptiques de différents modes de réalisation du système de pilotage conforme à l'invention.

Le système 1 conforme à l'invention et représenté dans un mode de réalisation de base sur la figure 1, est destiné au pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport civil, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision (c'est-à-dire en l'absence d'informa-

tions permettant de mettre en œuvre une approche usuelle de précision aux instruments) en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage (non représentée).

Ledit système de pilotage 1 qui est embarqué sur l'aéronef, est du type comportant :

- des sources d'informations 2 ;
- une unité de traitement d'informations 3, qui traite des informations issues desdites sources d'informations 2 ; et
- un dispositif utilisateur 4, qui utilise les résultats des traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations 3.

Selon l'invention :

- lesdites sources d'informations 2 fournissent à ladite unité de traitement d'informations 3 :
  - au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef, indication de position qui peut être déterminée et transmise de différentes façons dans le cadre de la présente invention, comme précisé ci-dessous ; et
  - des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel, pour l'approche de la piste d'atterrissage. Bien entendu, ces informations, considérées dans l'approche de non précision de la présente invention, ne comprennent pas les données de stations sol de guidage comme dans le cas d'une approche de précision aux instruments ; et
- ladite unité de traitement d'informations 3 comporte un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage 5, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver") qui comprend une fonction 6 de mode d'approche assisté, dite FLS, relative à une approche de non précision et susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe

d'approche virtuel, et qui transmet les déviations latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur 4, par l'intermédiaire d'une liaison 7.

On sait que lors d'une approche de non précision, on peut mettre en œuvre l'un d'une pluralité de modes d'approche assistés possibles, le mode d'approche assisté utilisé étant sélectionné par le pilote. Selon ces modes d'approche assistés :

- un axe d'approche virtuel est déterminé, notamment à partir d'informations contenues dans une base de données embarquée à bord de l'aéronef et faisant partie desdites sources d'informations 2 ;
- les déviations latérale et verticale de la position de l'aéronef (dont une indication de position est reçue desdites sources d'informations 2) par rapport à cet axe d'approche virtuel, sont calculées par l'intermédiaire de ladite fonction 6 de mode d'approche assisté FLS, qui est intégrée selon l'invention dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 ; et
- l'aéronef est alors piloté de manière à annuler ces déviations.

Plus précisément, ledit dispositif utilisateur 4 utilise les informations fournies par ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 pour permettre le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage, soit directement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un pilote automatique), soit indirectement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un écran de visualisation, pour présenter lesdites informations au pilote qui réalise dans ce cas le guidage).

Comme on peut le voir sur les figures 1 à 4, lesdites sources d'informations 2 comportent un calculateur de gestion de vol 8, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), qui est relié par une liaison 9 audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, ainsi qu'une pluralité de capteurs 10, 11, 12 qui sont reliés respectivement par des liaisons 13,

14, 15 audit calculateur de gestion de vol 8 et qui comportent notamment :

- un radiophare 10 d'alignement omnidirectionnel VHF, de préférence de type VOR ("VHF Omnidirectional Range"). Un tel radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence et courte portée, fournit à bord de l'aéronef l'indication d'un relèvement du radiophare ou les écarts gauche et droit par rapport à la route ;
- un dispositif de mesure de distance 11, de préférence de type DME ("Distance Measuring Equipment"). Un tel dispositif mesure le temps aller-retour de signaux entre l'aéronef et un émetteur/récepteur au sol et en déduit la distance et la vitesse sol ; et
- une unité de référence inertielle 12, de préférence de type IRS ("Inertial Reference System") ou de type ADIRS ("Air Data and Inertial Reference System").

Le calculateur de gestion de vol 8 transmet au récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 des informations (position du seuil de la piste d'atterrissage, pente ou angle de descente, ...) issues, par exemple, d'une base de données et permettant de caractériser un axe d'approche virtuel qui est représentatif du mode d'approche assisté, sélectionné par le pilote (parmi la pluralité de modes d'approche assistés qui sont possibles pour une approche de non précision).

Par ailleurs, ledit calculateur de gestion de vol 8 transmet également audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, une indication de position de l'aéronef, qui permet de définir l'altitude, la longitude et la latitude de l'aéronef.

Dans le mode de réalisation particulier représenté sur la figure 1 :

- dans une première variante, cette indication de position est calculée par le calculateur 8, à partir d'informations reçues de différents systèmes et capteurs 10, 11, 12 ; et

- 
- dans une seconde variante, cette indication de position est calculée par l'unité de référence inertielle 12, à partir de ses propres capteurs (capteurs de pression pour l'altitude, centrale inertielle).
- 

Le système de pilotage 1 conforme à l'invention comporte, de plus, un dispositif 16 de positionnement par satellites, qui est en liaison avec un système de type GPS ("Global Positioning System") et qui comporte une antenne 17 et une fonction logicielle 18 qui est intégrée dans le récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5.

Grâce à l'intégration conforme à l'invention de la fonction 6 de mode d'approche assisté dite FLS (qui permet de mettre en œuvre une approche de non précision) dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, on peut utiliser des liaisons entre équipements (calculateurs, capteurs) existant déjà, et la mise en œuvre de l'invention nécessite uniquement des modifications de type logiciel, ce qui permet bien entendu de réduire le coût et l'encombrement.

De plus, cette solution est très robuste et évolutive, puisqu'elle nécessite en général uniquement des mises à jour logicielles.

En outre, de nombreuses fonctionnalités relatives à l'utilisation des paramètres issus du récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, qui sont par exemple intégrées dans le dispositif utilisateur 4 et qui sont développées pour des modes d'approche aux instruments (par exemple ILS), sont réutilisables lorsqu'un mode d'approche assisté FLS (pour une approche de non précision) est sélectionné. De façon non limitative, on peut citer les lois de guidage du pilote automatique, ainsi que l'affichage sur un écran de visualisation des déviations entre la position de l'aéronef et l'axe d'approche [dans ce cas toutefois, on utilise de préférence une symbologie d'affichage différente en mode d'approche assisté FLS (pour une approche de non précision) pour attirer l'attention du pilote sur l'activation de ce mode]. Ainsi, l'architecture conforme à l'invention du système de pilotage

1 facilite la réalisation d'une interface homme/machine la plus proche possible de l'interface usuelle correspondant à une approche aux instruments ILS.

5 Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 2, dans une première variante, l'unité de référence inertielle 12 est reliée directement par une liaison spécifique 19 à la fonction logicielle 18 du dispositif GPS 16. Elle reçoit de ce dispositif GPS 16 une indication de position GPS.

10 Dans ce cas, ladite unité de référence inertielle 12 détermine, à partir de sa propre indication de position et de cette indication de position GPS, une indication de position affinée, ce qui permet bien entendu d'augmenter la précision de l'indication de position qui est ensuite transmise au récepteur multimode 5, via le calculateur 8 et les liaisons 15 et 9.

15 On notera que, dans les modes de réalisation des figures 2 à 4, on a présenté en traits interrompus, les capteurs et les liaisons du système de pilotage 1, qui ne participent pas à la détermination et à la transmission de l'indication de position.

20 Dans une seconde variante du mode de réalisation de la figure 2, le système de pilotage 1 comporte une liaison 22 (représentée en traits mixtes) au lieu de la liaison 19. Cette liaison 22 relie directement la fonction logicielle 18 du dispositif GPS 16 audit calculateur de gestion de vol 8. Dans cette variante, ledit calculateur 8 reçoit une indication de position (comprenant de préférence l'altitude, la longitude et la latitude de l'aéronef) qui est calculée par l'unité de référence inertielle 12, directement de  
25 cette dernière par la liaison 15, et une indication de position GPS, directement de ladite fonction logicielle 18 par la liaison 22. Ledit calculateur 8 calcule, à partir de ces deux indications de position, une indication de position affinée, qu'il transmet au récepteur multimode 5. L'avantage de cette seconde variante par rapport à la première variante de la figure 2,

réside dans le fait que cette variante ne nécessite pas de modification du logiciel de l'unité de référence inertielle 12.

Le mode de réalisation de la figure 3 est proche de celui de la première variante de la figure 2, la seule différence étant que l'unité de référence inertielle 12 transmet l'indication de position affinée, directement, au récepteur multimode 5, à l'aide d'une liaison spécifique 20, c'est-à-dire sans passer par le calculateur 8.

Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité de l'indication de position de l'aéronef. En effet, le calculateur 8 présente un niveau d'intégrité qui est plus faible que les niveaux d'intégrité de l'unité 12 et du récepteur multimode 5. Il en résulte que le niveau d'intégrité des informations est meilleur lorsque le récepteur multimode 5 les reçoit de l'unité 12 que lorsqu'il les reçoit du calculateur 8.

Un autre avantage de ce mode de réalisation réside dans le fait que le retard entre le moment où des données (signaux GPS, informations des capteurs de l'unité de référence inertielle 12) permettant de calculer lesdites indications de position, sont reçues à bord de l'aéronef, et le moment où lesdites indications de position sont reçues par le récepteur multimode 5, est moindre que dans ladite première variante du mode de réalisation de la figure 2, puisque l'on supprime l'opération de traitement desdites indications de position par le calculateur 8.

Cela permet d'améliorer les performances du guidage réalisé (par exemple par le pilote automatique) à partir des informations d'écart (entre la position de l'aéronef et l'axe d'approche virtuel) élaborées par le récepteur multimode 5. Par exemple, on peut estimer ce retard à environ 1 seconde (correspondant à une distance parcourue par l'aéronef, donc à une erreur de position, d'environ 72 mètres pour une vitesse d'approche de 140 nœuds) dans l'exemple de la première variante de la figure 2, et à seulement 150 millisecondes (soit une erreur de position d'environ 11 mè-



tres) dans l'exemple de la figure 3. Or, les lois de guidage intégrées dans le pilote automatique sont optimisées pour le mode ILS, dans lequel un retard dû au traitement des informations est de l'ordre de 100 millise-

condes (soit une erreur de position d'environ 7 mètres). Ladite erreur de position d'environ 11 mètres étant voisine de l'erreur de position d'environ 7 mètres correspondant au mode ILS, on comprend aisément que les performances du guidage seront meilleures dans l'exemple de la figure 3 que dans l'exemple de la première variante de la figure 2 (erreur de position d'environ 72 mètres). Toutefois, il convient de noter que, même dans l'exemple de la première variante de la figure 2, l'erreur de position reste bien inférieure à la précision requise lors de l'approche, laquelle est de l'ordre de 180 mètres.

Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 4, l'unité de référence inertielle 12 est reliée directement au récepteur multimode 5, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique 21 qui peut correspondre, par exemple, à la liaison 20 de la figure 3.

Dans ce dernier mode de réalisation, le récepteur multimode 5 détermine une indication de position affinée de l'aéronef, à partir :

- d'une indication de position qui est fournie par la fonction logicielle 18 (GPS) qui est intégrée dans ledit récepteur multimode 5 ; et
- d'une indication de position qui est déterminée par l'unité de référence inertielle 12 (à partir de données issues de capteurs anémométriques et/ou inertiels) et qui est transmise par la liaison 21.

Par ailleurs, on notera que :

- dans la première variante du mode de réalisation de la figure 2 et dans le mode de réalisation de la figure 3, l'indication de position que l'unité de référence inertielle 12 reçoit du dispositif GPS 16 correspond à des données brutes ("raw data"), c'est-à-dire à des données de position relative de l'aéronef par rapport à différents satellites GPS ; et

- 5

## REVENDICATIONS

1. Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage, ledit

système de pilotage (1) comportant :

- 5     – des sources d'informations (2) ;
- une unité de traitement d'informations (3), qui traite des informations issues desdites sources d'informations (2) ; et
- un dispositif utilisateur (4), qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations (3),

10    caractérisé en ce que :

- lesdites sources d'informations (2) fournissent à ladite unité de traitement d'informations (3), au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et

- 15    – ladite unité de traitement d'informations (3) comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) qui comprend une fonction (6) de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les
- 20    déviations latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur (4).

2. Système de pilotage selon la revendication 1,

caractérisé en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) comprend une fonction (18) de positionnement par satellites, en liaison

25    avec un système de positionnement par satellites.

3. Système de pilotage selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent un calculateur de gestion de vol (8).

4. Système de pilotage selon la revendication 3,

caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent, de plus, une pluralité de capteurs (10, 11, 12) qui sont reliés audit calculateur de gestion de vol (8).

5 5. Système de pilotage selon l'une quelconque des revendications précédentes,

caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent, de plus, une unité de référence inertielle (12) qui détermine une première indication de position de l'aéronef.

10 6. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position à un calculateur de gestion de vol (8), qui transmet cette première indication de position audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).

15 7. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5), par l'intermédiaire d'une liaison spécifique (21).

20 8. Système de pilotage selon la revendication 7, caractérisé en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) comprend une fonction (18) de positionnement par satellites en liaison avec un système de positionnement par satellites, qui détermine une seconde indication de position, et en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) détermine à partir desdites première et deuxième  
25 indications de position une première indication de position affinée.

9. Système de pilotage selon la revendication 5, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (16) de positionnement par satellites qui détermine une troisième indication de position qu'il fournit à ladite unité de référence inertielle (12), et en ce que ladite unité de réf-

rence inertielle (12) détermine une seconde indication de position affinée à partir desdites première et troisième indications de position.

10. Système de pilotage selon la revendication 9,

5 caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite seconde indication de position affinée au calculateur de gestion de vol (8), qui transmet cette seconde indication de position affinée audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).

11. Système de pilotage selon la revendication 9,

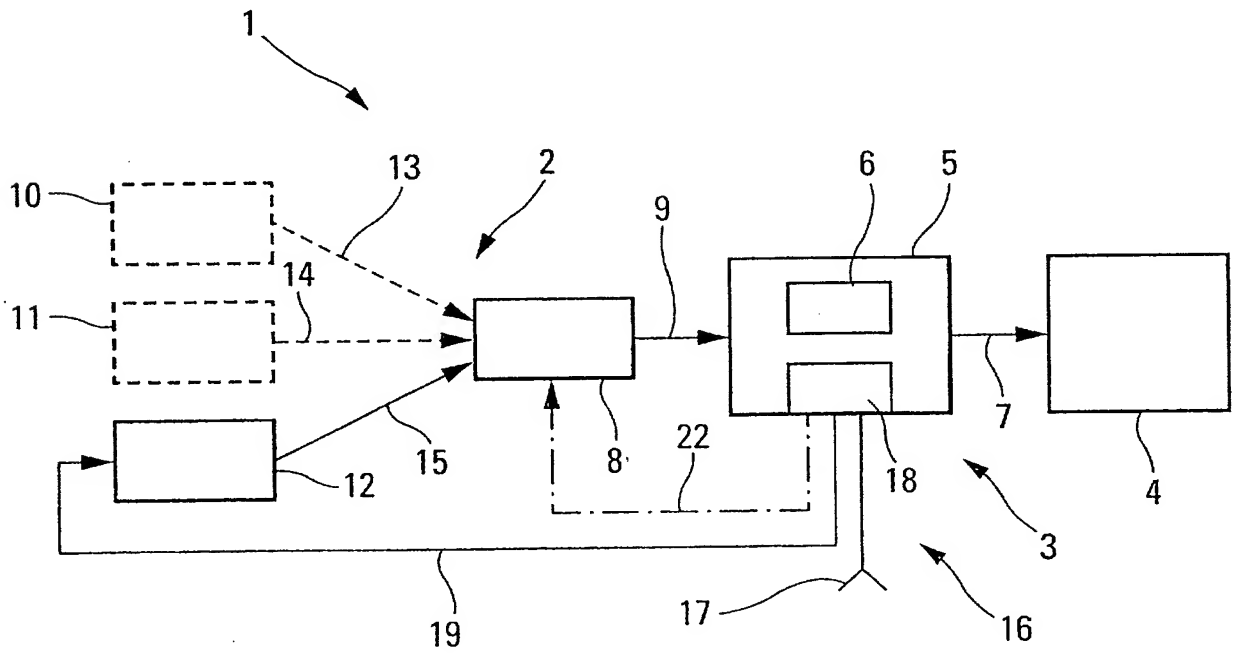
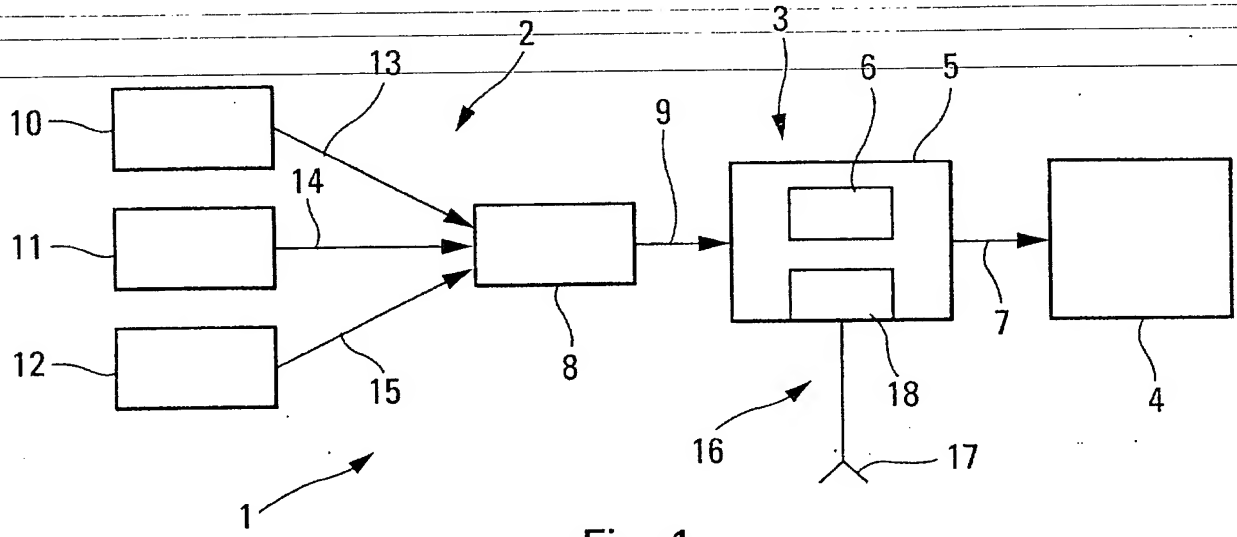
10 caractérisé en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite seconde indication de position affinée directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5), par l'intermédiaire d'une liaison spécifique (20).

12. Système de pilotage selon la revendication 5,

15 caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (16) de positionnement par satellites qui détermine une quatrième indication de position qu'il fournit à un calculateur de gestion de vol (8), en ce que ladite unité de référence inertielle (12) fournit ladite première indication de position également audit calculateur de gestion de vol (8), et en ce que ledit calculateur de gestion de vol (8) détermine, à partir desdites première et quatrième indications de position, une troisième indication de position affinée, qu'il transmet audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5).

13. Aéronef,

caractérisé en ce qu'il comporte un système de pilotage (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 12.



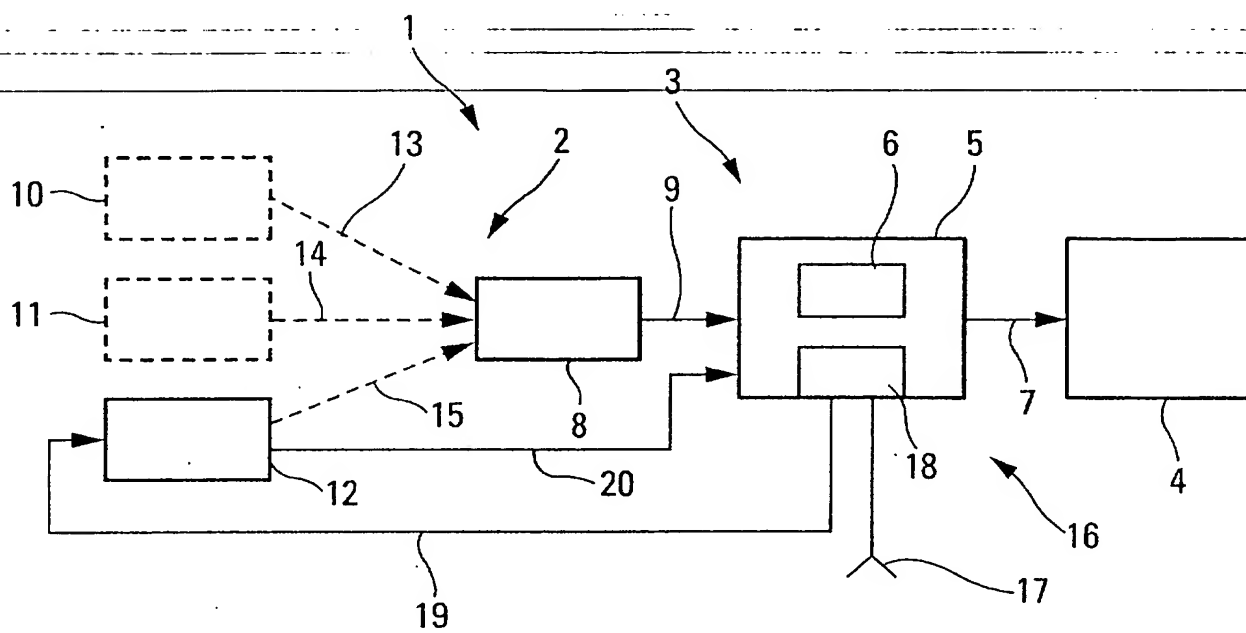


Fig. 3

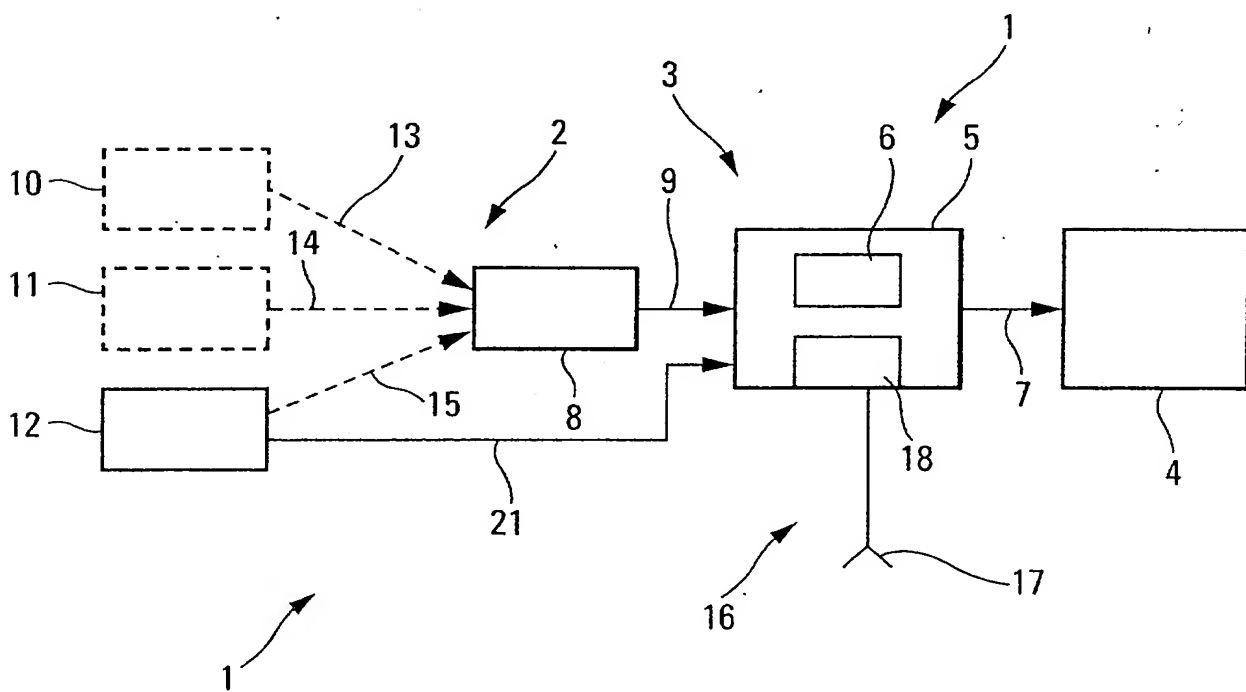


Fig. 4



## BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11235\*03

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg  
75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1.../1...

(À fournir dans le cas où les demandeurs et  
les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DS 113 @ W / 270601

Vos références pour ce dossier (facultatif) AF-732

N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL

0303386

TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)

Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision  
en vue d'un atterrissage.

LE(S) DEMANDEUR(S) :

AIRBUS France

DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :

<input checked="" type="checkbox"/> 1	Nom	TATHAM
	Prénoms	Gilles
Adresse	Rue	14, Clos des Peupliers
	Code postal et ville	[3][1][8][8][0] LA SALVETAT SAINT GILLES
Société d'appartenance (facultatif)		
<input checked="" type="checkbox"/> 2	Nom	PEYRUCAIN
	Prénoms	Eric
Adresse	Rue	12, Chemin des Mottes
	Code postal et ville	[3][1][1][8][0] SAINT GENIES BELLEVUE
Société d'appartenance (facultatif)		
<input checked="" type="checkbox"/> 3	Nom	
	Prénoms	
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	[ ][ ][ ][ ][ ][ ]
Société d'appartenance (facultatif)		

S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.

DATE ET SIGNATURE(S)  
DU (DES) DEMANDEUR(S)  
OU DU MANDATAIRE  
(Nom et qualité du signataire)le 19 mars 2003  
Mandataire "CPI brevet" :  
Bernard HAUER  
98-0504 (B)

B. Hauer